

(19) 日本国特許庁 (J P)

(12) 公開特許公報 (A)

(11) 特許出願公開番号

特開平8-178290

(43) 公開日 平成8年(1996)7月12日

(51) Int.Cl. ⁶	識別記号	序内整理番号	F I	技術表示箇所
F 2 3 R 3/34				
F 0 2 C 9/28	C			
F 2 3 R 3/28	A			
	D			

審査請求 未請求 請求項の数 3 O L (全 9 頁)

(21) 出願番号 特願平6-317284

(22) 出願日 平成6年(1994)12月20日

(71) 出願人 000003078

株式会社東芝

神奈川県川崎市幸区堀川町72番地

(72) 発明者 山中 哲哉

神奈川県横浜市鶴見区末広町2の4 株式
会社東芝京浜事業所内

(72) 発明者 安井 元

神奈川県横浜市鶴見区末広町2の4 株式
会社東芝京浜事業所内

(72) 発明者 油谷 好浩

神奈川県横浜市鶴見区末広町2の4 株式
会社東芝京浜事業所内

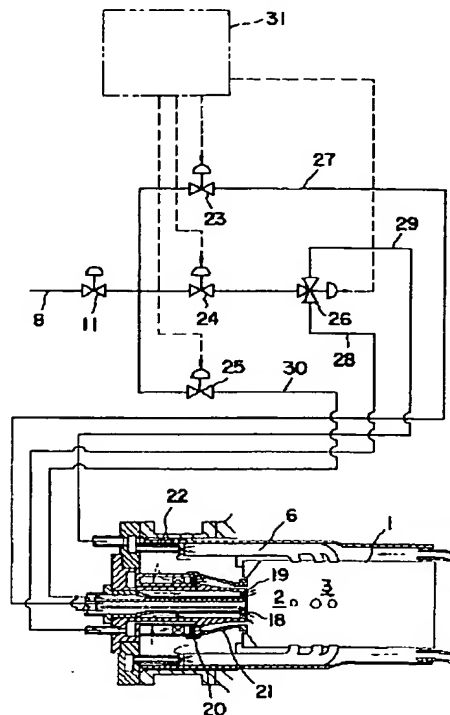
(74) 代理人 弁理士 波多野 久 (外1名)

(54) 【発明の名称】 ガスタービン燃料供給装置

(57) 【要約】

【目的】 簡単な制御で、4系統に燃料を分配できるようにする。

【構成】 燃料供給管8を、燃料止め弁11の下流側で三分岐する。分岐した各供給管に、第1燃料制御弁23、第2燃料制御弁24および第3燃料制御弁25を設ける。第1燃料制御弁23の下流側に、第1拡散燃料供給管27を接続する。第2燃料制御弁の下流側に、燃料分配弁26を介してパイロット予混合燃料供給管28およびメイン燃料供給管29を接続する。第3燃料制御弁の下流側に、第2拡散燃料供給管30を接続する。各燃料制御弁23、24、25および燃料分配弁26を、制御装置31で制御する。



【特許請求の範囲】

【請求項1】 低負荷域に必要な燃料を流す第1拡散燃料ノズル、高負荷域での低NO_x運転時に拡散燃焼用燃料を流す第2拡散燃料ノズル、および予混合燃料ノズルからなるパイロットノズルと、メイン燃料ノズルとを有する多段燃焼法を用いたガスタービン用燃焼器の燃料供給装置において、第1燃料制御弁を有し、前記第1拡散燃料ノズルに燃料を供給する第1拡散燃料供給管と、第2燃料制御弁を有し前記予混合燃料ノズルおよびメイン燃料ノズルに燃料を供給する燃料供給管と、第3燃料制御弁を有し前記第2拡散燃料ノズルに燃料を供給する第2拡散燃料供給管と、前記燃料供給管の第2燃料制御弁下流側に設けられた燃料分配機構とを備えたことを特徴とするガスタービン燃料供給装置。

【請求項2】 各燃料制御弁の分配関数を入力する関数発生器と、各分配関数および燃料制御信号に基づき各燃料制御弁の弁位置制御信号を出力する演算器と、燃料分配機構に分配信号を出力する関数発生器と、通常運転時に前記両関数発生器に演算タービン入口温度を入力信号として与える演算器とを備え、前記演算タービン入口温度は、大気温度、ガスタービン圧縮機吐出圧力、ガスタービン圧縮機吐出温度、ガスタービン排ガス温度、および圧縮機入口案内翼角度に基づき演算されることを特徴とする請求項1記載のガスタービン燃料供給装置。

【請求項3】 各燃料制御弁の分配関数を入力する関数発生器と、各分配関数および燃料制御信号に基づき各燃料制御弁の弁位置制御信号を出力する演算器と、燃料分配機構に分配信号を出力する関数発生器とを備え、前記両関数発生器には、負荷遮断時または所内単独負荷運転時に、負荷遮断開始からの経過時間を入力信号として与え、かつ第1拡散燃料供給管のプレフィル操作を行なうことを特徴とする請求項1記載のガスタービン燃料供給装置。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【産業上の利用分野】 本発明は発電プラントなどに適用される、多段燃焼法を用いた燃焼器を具備したガスタービンにおいて、排ガス中のNO_xを低減するよう燃焼器への燃料流量制御を行うガスタービン燃料供給装置に関する。

【0002】

【従来の技術】 ガスタービンやコンバインドサイクル発電プラントには、ガスタービン燃焼器が複数台組込まれており、このガスタービン燃焼器にて燃焼せしめられた燃焼ガスをガスタービンに案内してガスタービンを駆動させるようになっている。この種のガスタービンプラントでは、タービン入口温度を上昇させるとタービン熱効率が向上することが知られており、タービン熱効率を向上させるために、タービン入口温度すなわちガスタービン燃焼器等の出口温度の上昇が図られている。

【0003】 燃焼ガス温度は、ガスタービンや燃焼器材料の耐熱限界によって種々の制約を受ける。また、ガスタービン燃焼器におけるNO_x（窒素酸化物）対策上からも燃焼ガス温度は制約を受ける。

【0004】 ガスタービン燃焼器のNO_x発生の主な原因は、ガスタービン燃焼器内における燃焼ガスの局所的な高温化が挙げられ、NO_x発生量はガスタービン燃焼器の燃焼域の燃焼ガス温度に依存する。NO_xは、ガスタービン燃焼器内部で燃料と空気とが拡散混合して燃焼する中で、燃料と空気とが当量比1に近い状態で断熱火炎温度に近い高温で拡散燃焼する場合、多量に発生する。

【0005】 ガスタービン燃焼器でNO_xの発生を低く抑える方法として燃料と空気を予め燃料希薄状態で混合して燃焼させる予混合希薄燃焼方式がある。

【0006】 予混合希薄燃焼方式を採用したガスタービン燃焼器には、実公平4-43726号公報に開示されたものがある。このガスタービン燃焼器は、図9に示すように、メイン燃料の予混合化に加えてパイロット燃料も一部予混合化することにより、NO_x発生量の多い拡散燃焼を減少させ、大幅な低NO_x化を図ったものである。

【0007】 図9に示す従来のガスタービン燃焼器は、燃焼器ライナ1内が第1段燃焼域2と第2段燃焼域3とに分けられる。燃焼器ライナ1の頭部にパイロット燃料ノズル4が設けられ、このパイロット燃料ノズル4から第1段燃焼域2にパイロット燃料を供給している。パイロット燃料は、パイロット燃料ノズル4でパイロット拡散燃料とパイロット予混合燃料に分けられる。パイロット拡散燃料は、スワラフにより拡散されて第1段燃焼域2に供給されて燃焼せしめられる一方、パイロット予混合燃料は、空気通路部内で空気と均一に混合された後、スワラフから第1段燃焼域2内に噴射されて燃焼に供されるようになっている。

【0008】 また、燃焼器ライナ1の周りには、メイン燃料ノズル5から噴出されるメイン燃料を空気と予混合する予混合ダクト6が設けられており、この予混合ダクト6で予混合されたメイン燃料は第2段燃焼域3に噴射されて燃焼を行うようになっている。

【0009】 パイロット拡散燃料とパイロット予混合燃料の燃料配分は、各燃料噴射口の面積により一義的に決定されるが、低NO_x化を図るため、スワラフおよび空気通路部の通路面積は、パイロット予混合燃料の燃空比（燃料の重量流量／空気の重量流量）を十分に低くするように比較的大きく定められる。

【0010】 図10はこのような2段燃焼方式を適用したガスタービン燃焼器におけるガスタービン燃料供給装置の従来例を示している。

【0011】 上記の燃料供給装置において、図示しないガス燃料供給源から導かれた1本の燃料供給管8が双手

に分歧され、分歧管の一方がパイロット燃料供給管9として燃焼器のパイロット系統に接続されるとともに、分歧管の他方がメイン燃料供給管10として燃焼器のメイン系統に接続されている。

【0012】また、燃料供給管8の分歧点より上流側の位置には、燃料止め弁11及びトータルガス燃料供給量を制御する燃料制御弁12が設けられている。そして、パイロット燃料供給管9およびメイン燃料供給管10に、供給燃料の分配比率を設定するパイロット燃料分配弁13およびメイン燃料分配弁14がそれぞれ設けられている。

【0013】また、ガスタービン制御装置15は、関数発生器16および演算器17を有する構成となっている。この制御装置にはガスタービンの速度負荷制御を行うための燃料制御弁12の弁位置制御信号nが入力され、燃料制御弁12はこの弁位置制御信号nによって制御されるようになっている。

【0014】さらに、弁位置制御信号nは関数発生器16に入力される。この弁位置制御信号nはガスタービンの負荷に比例または線形的な関係を有することから予め求めた関係データに基づき、弁位置制御信号nから燃料分配比が決定される。それに基づいて関数発生器16からメイン燃料分配弁14の弁位置制御信号mが出力され、メイン燃料分配弁14が制御される。そして、この弁位置制御信号mは、演算器17に入力され、パイロット燃料分配弁13の弁位置制御信号を $(1-m)$ となるように計算し、その信号に基づいてパイロット燃料分配弁13が制御される。

【0015】図9のガスタービン燃焼器では、メイン燃料に加えて、パイロット燃料の一部を予混合希薄させているためにパイロット拡散燃料の割合を少なくすることができ、大幅な低NOx化が図れる。しかし、この拡散燃料の割合は、パイロット燃料の流量により一義的に定まるため、全燃料流量に対し20%程度までしか絞ることができず、それ以上少なくすることが困難で、低NOx化にも限界があった。

【0016】近年のガスタービンプラントにおいては、ガスタービンの熱効率のより一層の効率化を図るため、ガスタービン燃焼器での燃焼ガス温度の高温化が模索されており、この燃焼ガス温度の高温化に伴って低NOx化への要求がより一層高まりつつある。低NOx化の目標値を達成するためには、NOx発生量の多い拡散燃焼を全燃焼量に対し数%程度に抑え、残りの全てをNOxがほとんど生じない予混合希薄燃焼させる低NOxのガスタービン燃焼器の開発が要求されている。

【0017】これらの要求に応じて開発されたガスタービン燃焼器を図11に示す。このガスタービン燃焼器は、第1段燃料供給手段により燃焼器ライナ1内の第1段燃焼域2に燃料を噴射させる一方、第2段燃料供給手段により燃料希薄状態で第2段燃焼域3に燃料を噴射さ

せて燃焼器ライナ1内で燃焼させる。第1段燃料は、第1拡散燃料ノズル18、第2拡散燃料ノズル19、予混合燃料ノズル20から構成されるパイロットノズル21から供給される。この内、第1拡散燃料ノズル18からは、拡散燃焼割合の高い低負荷域に必要な流量を流すことができるようになっている。また、第2拡散燃料ノズル19は、ガスタービン高負荷域における低NOx運転時に全燃料流量に対し、数%程度の拡散燃焼用燃料を流すのに適している。

10 【0018】また、第2段燃料は、燃焼器ライナ1の周りに配置されるメイン燃料ノズル22から供給される。このメイン燃料ノズル22から供給された燃料は予混合ダクト6内で空気と予混合された後、第2段燃焼域3に噴射されて予混合燃焼を行う。

【0019】この燃焼器は、パイロット予混合燃焼系統を独立させて設けることにより、拡散燃料の割合を安定燃焼に必要な十分なものに制御することができ、拡散燃焼を全燃焼量の数%に抑えることができるため、大幅な低NOx化が可能となっている。

20 【0020】

【発明が解決しようとする課題】上記の低NOx燃焼器において燃料供給系統は、第1段燃料供給手段の第1拡散系統、第2拡散系統、予混合系統と第2段燃料供給手段の予混合系統の合計4系統必要となる。ところが、従来の燃料供給装置においては、第1段燃料供給手段が1系統、第2段燃料供給手段が1系統の合計2系統に燃料を供給するものであり、4系統に燃料を供給する新しい燃料供給装置を提供する必要がある。その際、燃料制御命令を入力信号とする関数のみによる制御では、NOx発生に最も影響する燃焼ガス温度が制御に入っていないため、低NOx制御が困難になる。

30 【0021】また、負荷遮断時および所内単独負荷運転時は、燃料流量の急激な低下による失火の危険性がある。特に、予混合希薄燃焼では、燃料を減少させた場合の失火の危険性は拡散燃焼よりも大きい。したがって、急激な負荷の低下と爆炎を両立させるためには、予混合希薄燃焼を少なくして、拡散燃焼の割合をできるだけ大きくすることが望ましい。ところが、上記の低NOx燃焼器においては、拡散燃焼は、全燃焼の数%であることから、負荷遮断時および所内単独負荷運転時には、速やかに拡散燃焼の割合を増加させなければならない。その際、高負荷域においては、第1拡散系統は閉じているため、第2拡散燃料系統の供給割合を増加させることになる。しかし、定格運転時に全燃料流量の数%を流すだけの第2拡散系統では、無負荷定格速度運転状態の燃料流量の70%程度に設定される最小燃料流量の確保が困難であるという問題がある。

40 【0022】本発明は、上記事情を考慮してなされたもので、簡単な制御で4系統に燃料を分配することができるガスタービン燃料供給装置を提供することを目的とす

50

る。

【００２３】本発明の他の目的は、通常運転時に低 NO_x 制御を容易に行なうことができるガスタービン燃料供給装置を提供するにある。

【００２４】本発明のさらに他の目的は、負荷遮断時あるいは所内単独運転時に、速やかな燃料流量の減少と保安とを両立させることができるガスタービン燃料供給装置を提供するにある。

【００２５】

【課題を解決するための手段】前記目的を達成するため本発明の請求項１は、低負荷域に必要な燃料を流す第１拡散燃料ノズル、高負荷域での低 NO_x 運転時に拡散燃焼用燃料を流す第２拡散燃料ノズル、および予混合燃料ノズルからなるパイロットノズルと、メイン燃料ノズルとを有する多段燃焼法を用いたガスタービン用燃焼器の燃料供給装置において、第１燃料制御弁を有し、前記第１拡散燃料ノズルに燃料を供給する第１拡散燃料供給管と、第２燃料制御弁を有し前記予混合燃料ノズルおよびメイン燃料ノズルに燃料を供給する燃料供給管と、第３燃料制御弁を有し前記第２拡散燃料ノズルに燃料を供給する第２拡散燃料供給管と、前記燃料供給管の第２燃料制御弁下流側に設けられた燃料分配機構とを設けるようにしたことを特徴とする。

【００２６】請求項２は、各燃料制御弁の分配関数を出力する関数発生器と、各分配関数および燃料制御信号に基づき各燃料制御弁の弁位置制御信号を出力する演算器と、燃料分配機構に分配信号を出力する関数発生器と、通常運転時に前記両関数発生器に演算タービン入口温度を入力信号として与える演算器とを備え、前記演算タービン入口温度を、大気温度、ガスタービン圧縮機吐出圧力、ガスタービン圧縮機吐出温度、ガスタービン排ガス温度、および圧縮機入口案内翼角度に基づき演算するようにしたことを特徴とする。

【００２７】請求項３は、各燃料制御弁の分配関数を出力する関数発生器と、各分配関数および燃料制御信号に基づき各燃料制御弁の弁位置制御信号を出力する演算器と、燃料分配機構に分配信号を出力する関数発生器とを備え、前記両関数発生器には、負荷遮断時または所内単独負荷運転時に、負荷遮断開始からの経過時間を入力信号として与え、かつ第１拡散燃料供給管のプレフィル操作を行なうようにしたことを特徴とする。

【００２８】

【作用】請求項１において、各拡散燃料ノズルには、燃料制御弁を有する拡散燃料供給管を介して燃料が供給され、また予混合燃料ノズルおよびメイン燃料ノズルには、燃料制御弁で制御された流量の燃料が、燃料分配機構で分配されて供給される。このため、簡単な制御で、４系統に燃料を分配することが可能となる。

【００２９】請求項２においては、通常運転時に入力信号として両関数発生器に与えられる演算タービン入口温

度が、大気温度、ガスタービン圧縮機吐出圧力、ガスタービン圧縮機吐出温度、ガスタービン排ガス温度、および圧縮機入口案内翼角度に基づき演算される。このため、大気温度による燃料制御命令の補正等を行なうことなく、低 NO_x 制御を容易に行なうことが可能となる。

【００３０】請求項３においては、負荷遮断時あるいは所内単独負荷運転時に、両関数発生器には負荷遮断開始からの経過時間が入力信号として与えられる。このため、保安性の高い拡散燃焼のみによる燃焼を持続させることが可能となる。また、第１拡散燃料供給管のプレフィル操作を行なうようにしているので、第１拡散燃料供給管から迅速に燃料を供給し、負荷遮断終了後に無負荷定格速度運転状態に速やかに移行させることが可能となる。

【００３１】

【実施例】以下、本発明に係るガスタービン燃料供給装置を添付図面を参照して説明する。図１は本発明に係るガスタービン燃料供給装置の第１実施例を示す系統図である。なお、従来の構成と同一または対応する部分には図１０と同一の符号を用いて説明する。

【００３２】図１において、燃料供給管８は燃料止め弁１１の下流で分岐して第１燃料制御弁２３、第２燃料制御弁２４および第３燃料制御弁２５に接続している。第２燃料制御弁２４の下流はさらに分岐して、燃料分配弁２６に接続している。第１燃料制御弁２３の下流は、第１拡散燃料供給管２７に接続し、燃料分配弁２６の下流ではパイロット予混合燃料供給管２８およびメイン燃料供給管２９に接続し、第３燃料制御弁２５の下流は、第２拡散燃料供給管３０に接続している。また、制御装置３１は、燃料制御命令から、第１燃料制御弁２３および第２燃料制御弁２４と、燃料分配弁２６を制御している。

【００３３】図２にガスタービン制御装置３１の通常運転時の制御に使用する要素の構成を示す。この構成は、演算タービン入口温度の演算器３２、燃料制御弁の分配比を出力する関数発生器３３、燃料制御弁の弁位置制御信号の演算器３４、燃料分配弁位置制御信号の関数発生器３５からなる。

【００３４】図３にガスタービン制御装置３１の負荷遮断運転時または所内単独負荷運転時の制御に使用する要素の構成を示す。この構成は、各燃料制御弁２３、２４、２５の分配比を出力する関数発生器３６、燃料制御弁の弁位置制御信号の演算器３４、燃料分配弁位置制御信号の関数発生器３７からなる。

【００３５】次に、本実施例の作用について説明する。

【００３６】図２に示すガスタービン制御装置３１には、大気温度・圧縮機吐出圧力・圧縮機吐出温度・タービン排ガス温度・圧縮機入口案内翼角度から演算器３２により計算される演算タービン入口温度 T が計算され、それを入力信号とする関数発生器３３により、第１燃料

制御弁 23、第 2 燃料制御弁 24、第 3 燃料制御弁 25 の 3 個の燃料制御弁への分配関数 f_1 、 f_2 、 f_3 が出力される。これらの燃料制御弁の分配比と燃料制御信号 n および、燃料制御弁の大きさにより決定される定数 k_1 、 k_2 、 k_3 との積により、演算器 34 で燃料制御弁の弁位置制御信号が出力される。また、演算タービン入口温度 T を入力信号とする関数発生器 35 によって、燃料分配弁 26 の弁位置制御信号 m が出力される。

【0037】本実施例における、定格運転状態からの負荷遮断時の燃料分配の時間変化を図 4 に示す。負荷遮断開始後、ガスタービンに供給される燃料は、負荷の急激な減少に伴って減少する。しかし、制御系の遅れや、燃料配管内に残留していた燃料の燃焼室内への流入のために過剰な燃料が供給され、ガスタービンは一時的に定格速度を超えて回転する。この際、燃料流量は、回転数制御のためにさらに減少し、無負荷定格速度運転状態の燃料流量の 70% 程度に設定される最小燃料流量まで減少する。

【0038】本実施例では、拡散燃焼の維持と燃料流量の減少を同時に実現するため、第 2 拡散系統を制御可能な限界開度まで開き、パイロット予混合系統、メイン系統は閉じる。この状態では、失火の危険性はないが、最小燃料流量は供給できず、負荷遮断終了後に無負荷定格速度運転状態への速やかな移行が困難である。このため、第 1 拡散系統を開く必要があるが、高負荷域においては、第 1 拡散系統は閉じており、燃料配管内には空気が入っている。これを燃料と置換するプレフィル操作を行わなければ第 1 拡散系統から燃料は供給できない。プレフィル時の第 1 燃料制御弁 23 の開度は、第 1 拡散系統に空気ではなく燃料が流れていた場合、第 2 拡散系統の流量との和が最小燃料流量になる開度に設定される。このため、プレフィル終了時点で、全燃料流量は最小燃料流量となる。プレフィル終了後、安全のため余裕をもって、第 1 拡散系統と第 2 拡散系統を通常運転の分配比に切り替える操作を行う。その後、ガスタービン回転数が定格回転数付近に下がると、速度制御のため、燃料流量が増加し、ガスタービン回転数が定格回転数に制御される。以上の操作より、負荷遮断時において、必要な燃料を拡散燃料のみにより供給できる。また、所内単独負荷運転時にも同様の操作が行われる。

【0039】上記の操作を行うために、本実施例では、図 3 に示すガスタービン制御装置 31 において、各燃料制御弁 23、24、25 に上記の操作を行わせるように設定した関数発生器 36 に、負荷遮断開始から経過した時間 t を入力し、第 1 燃料制御弁 23、第 2 燃料制御弁 24、第 3 燃料制御弁 25 の 3 個の燃料制御弁への分配関数 f_1 、 f_2 、 f_3 を計算する。これらの燃料制御弁の分配比と燃料制御信号 n および燃料制御弁の大きさにより決定される定数 k_1 、 k_2 、 k_3 との積により、演算器 34 から燃料制御弁の弁位置制御信号が出力され

る。また、経過時間 t を入力信号とする関数発生器 37 によって、燃料分配弁 26 の弁位置制御信号 m が出力される。

【0040】次に、本実施例の効果について説明する。図 5 に第 1 拡散系統、第 2 拡散系統、パイロット予混合系統、メイン系統の負荷に対する燃料分配率の変化を示す。ガスタービンの起動から無負荷定格回転数の運転状態までは、燃料は第 1、第 2 拡散系統のみから供給される。その後、図 5 に示すようにまず予混合拡散系統が開き始め、次にメイン系統が開き始める。その後、第 1 拡散系統が閉まり、定格運転状態に到達する。図 6 は、このような運転における各弁の弁開度の変化を示す。図 6 に示すように各弁の弁開度の変化は、全閉状態近傍の制御性の悪い部分での制御は行っておらず、制御性のよいものとなっている。

【0041】また、演算タービン入口温度 T のみにより、燃料分配率が決まるので、大気温度による燃料制御命令の補正などが必要ない。

【0042】さらに、負荷遮断時または所内単独負荷運転時においても、経過時間 t による制御を行うことにより、保安性の高い拡散燃焼のみによる燃焼を持続できる。

【0043】図 7 は、本発明の第 2 実施例を示すもので、前記第 1 実施例における燃料分配弁 26 に代えてスプリッター弁 38 を用いるようにしたものである。

【0044】すなわち、第 2 燃料制御弁 24 の下流側は、図 7 に示すように、パイロット予混合燃料供給管 28 とメイン燃料供給管 29 とに二分岐されており、各燃料供給管 28、29 にはスプリッター弁 38 が設けられ、このスプリッター弁 38 は、関数発生器 35 あるいは 37 からの信号により制御されるようになっている。

【0045】なお、その他の点については、前記第 1 実施例と同一構成となっており、作用も同一である。

【0046】しかして、スプリッター弁 38 を用いても、前記第 1 実施例と同様の効果が得られる。

【0047】図 8 は、本発明の第 3 実施例を示すもので、前記第 2 実施例におけるスプリッター弁 38 に代え、メイン燃料分配弁 39 およびパイロット予混合燃料分配弁 40 を用いるようにしたものである。

【0048】すなわち、第 2 燃料制御弁 24 の下流側で二分岐されるメイン燃料供給管 29 およびパイロット予混合燃料供給管 28 には、図 8 に示すように、メイン燃料分配弁 39 およびパイロット予混合燃料分配弁 40 がそれぞれ設けられている。そして、メイン燃料分配弁 39 の開度は、関数発生器 35 あるいは 37 からの信号により制御され、またパイロット予混合燃料分配弁 40 の開度は、この信号から $(1-m)$ を計算する演算器 41 からの信号により制御されるようになっている。

【0049】なお、その他の点については、前記第 1 実施例と同一構成となっており、作用も同一である。

10

20

30

40

50

【0050】しかして、本実施例によっても前記第1実施例と同様の効果が得られる。

【0051】

【発明の効果】以上説明したように本発明の請求項1によれば、各拡散燃料ノズルに、燃料制御弁を有する拡散燃料供給管を介しそれぞれ燃料を供給するとともに、予混合燃料ノズルおよびメイン燃料ノズルには、燃料制御弁で制御された流量の燃料を、燃料分配機構で分配して供給するようにしているので、簡単な制御で4系統に燃料を分配することができる。

【0052】請求項2によれば、通常運転時に入力信号として両関数発生器に与えられる演算タービン入口温度を、大気温度、ガスタービン圧縮機吐出圧力、ガスタービン圧縮機吐出温度、ガスタービン排ガス温度、および圧縮機入口案内翼角度に基づき演算するようにしているので、大気温度による燃料制御命令の補正等を行なうことなく、低NO_x制御を容易に行なうことができる。

【0053】請求項3によれば、負荷遮断時あるいは所内単独負荷運転時に、両関数発生器に、負荷遮断開始からの経過時間を入力信号として与えるようにしているので、保安性の高い拡散燃焼のみによる燃焼を継続させることができる。また、第1拡散燃料供給管のプレフィル操作を行うようにしているので、第1拡散燃料供給管から迅速かつ確実に燃料を供給し、負荷遮断終了後に無負荷定格速度運転状態に速やかに移行させることができる。

【図面の簡単な説明】

【図1】本発明に係るガスタービン燃料供給装置の第1実施例を示す系統図。

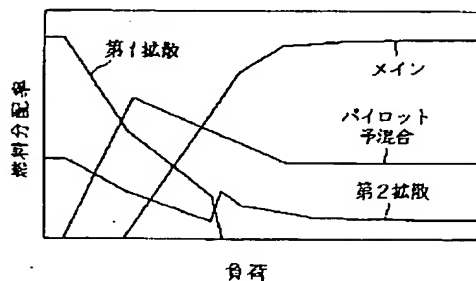
【図2】本発明に係るガスタービン燃料供給装置の制御装置の通常運転時に使用する要素の概略図。

【図3】本発明に係るガスタービン燃料供給装置の制御装置の負荷遮断時または所内単独負荷運転時に使用する要素の概略図。

【図4】負荷遮断時または所内単独負荷運転時のガスタービン燃焼器の燃料分配の時間変化を示す図。

【図5】ガスタービン燃焼器の負荷に対する燃料分配率の一例を示す図。

【図5】



【図6】ガスタービン燃料供給装置の負荷に対する弁開度の変化を示す図。

【図7】本発明に係るガスタービン燃料供給装置の第2実施例を示す系統図。

【図8】本発明に係るガスタービン燃料供給装置の第3実施例を示す系統図。

【図9】低NO_x化した従来のガスタービン燃焼器の一構造例を示す説明図。

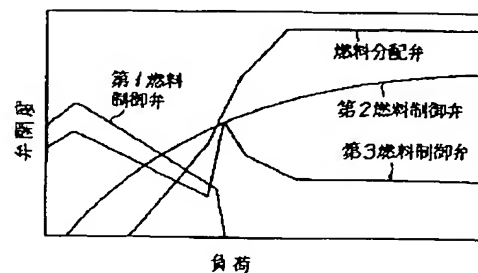
【図10】従来の燃料供給装置を示す系統図。

10 【図11】超低NO_x化したガスタービン燃焼器の一構造例を示す説明図。

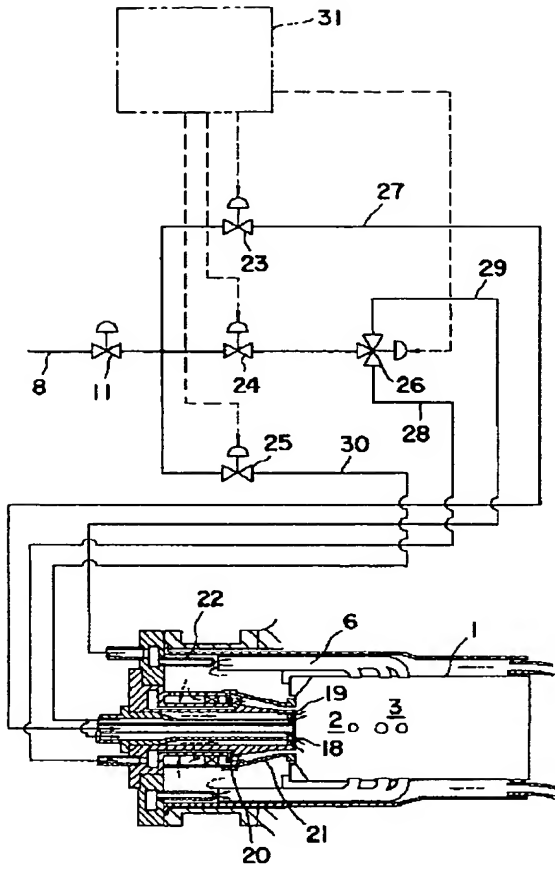
【符号の説明】

- 1 燃焼器ライナ
- 2 第1段燃焼域
- 3 第2段燃焼域
- 6 予混合ダクト
- 8 燃料供給管
- 11 燃料止め弁
- 18 第1拡散燃料ノズル
- 20 第2拡散燃料ノズル
- 20 予混合燃料ノズル
- 21 パイロットノズル
- 22 メイン燃料ノズル
- 23 第1燃料制御弁
- 24 第2燃料制御弁
- 25 第3燃料制御弁
- 26 燃料分配弁
- 27 第1拡散燃料供給管
- 28 パイロット予混合燃料供給管
- 30 29 メイン燃料供給管
- 30 第2拡散燃料供給管
- 31 制御装置
- 32, 34, 41 演算器
- 33, 35, 36, 37 関数発生器
- 38 スプリッター弁
- 39 メイン燃料分配弁
- 40 パイロット予混合燃料分配弁

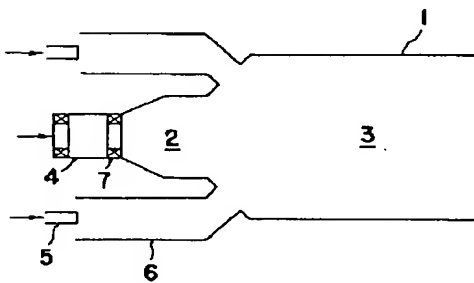
【図6】



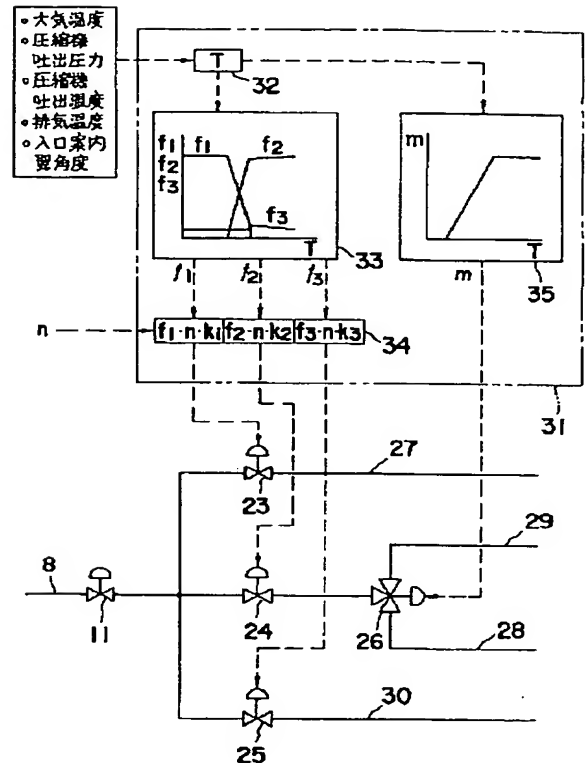
【図1】



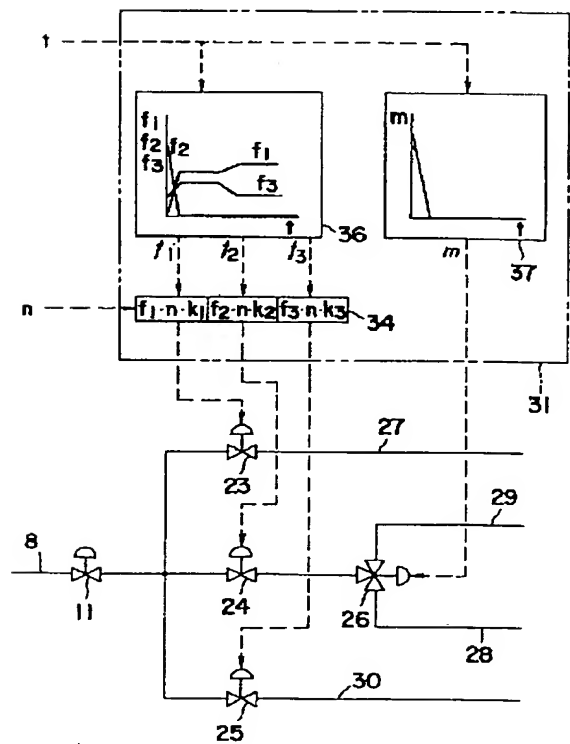
【図9】



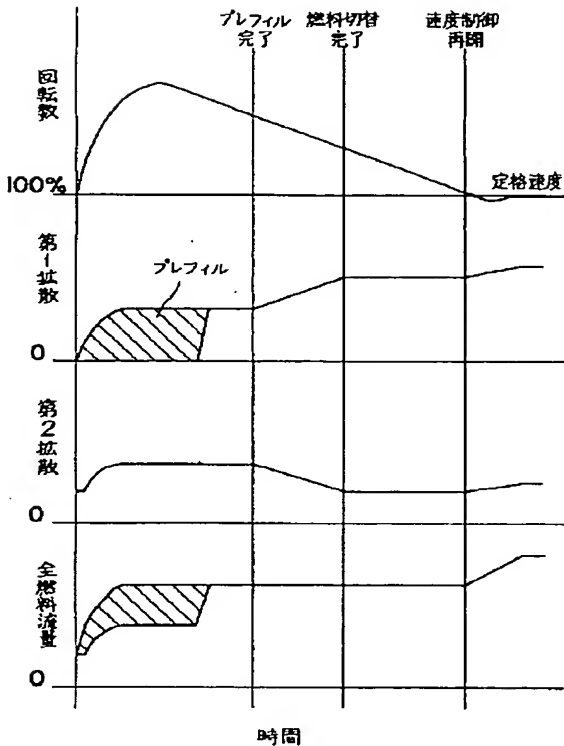
【図2】



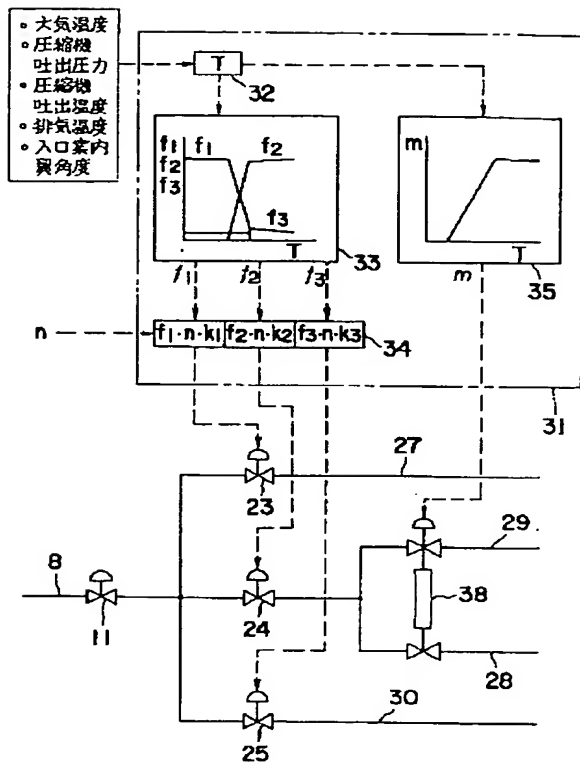
【図3】



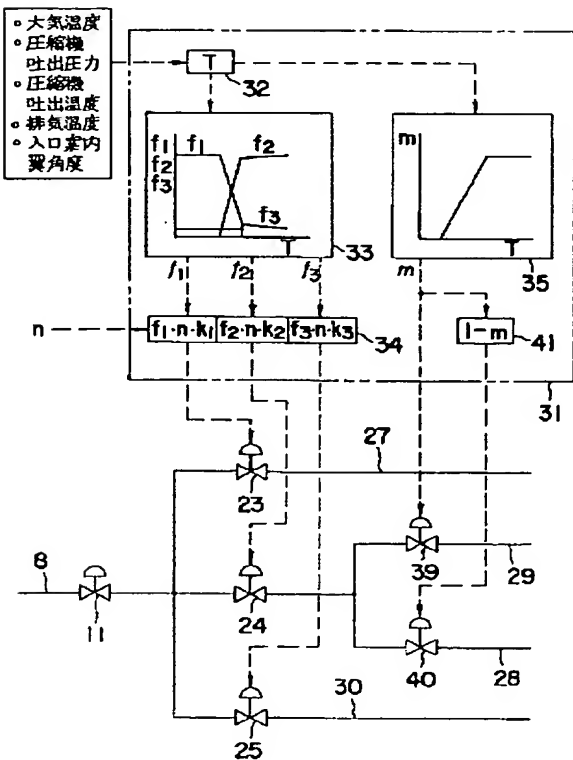
【圖4】



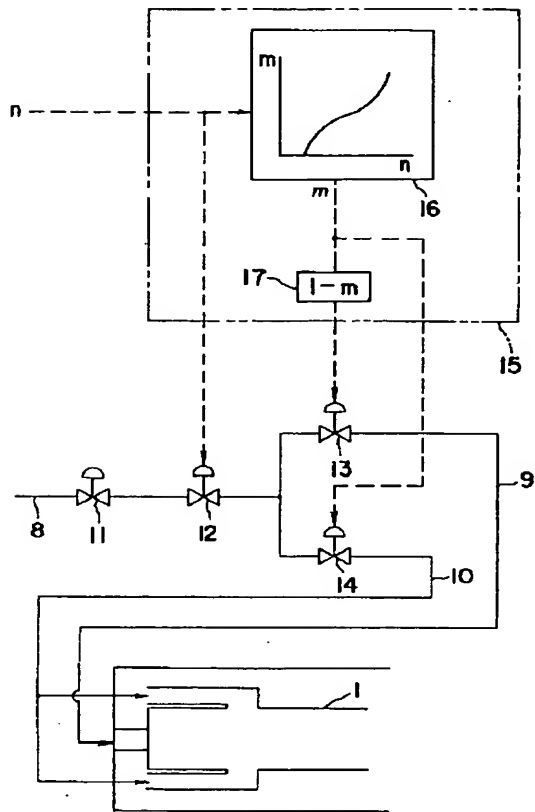
【圖 7】



【圖8】



【図 10】



【図 11】

